

# PARAMETRISCHE MODELLIERUNG VON HOCHAUFTRIEBSSYSTEMEN - SIMULATION UND VALIDIERUNG DYNAMISCHER OPERATIVER LASTEN

M. Neumann, F. Thielecke

Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik  
Nesspiel 5, 21129 Hamburg, Deutschland

## Zusammenfassung

Mit der Entwicklung immer größerer und effizienterer Flugzeuge steigt die Notwendigkeit die Hochauftriebssysteme weiter zu optimieren. In Kontrast dazu steht die immer kürzere Entwicklungs- und Erprobungszeit, was es nötig macht den Entwurfsprozess weiter zu optimieren und zugleich die Vorhersagegenauigkeit infolge statischer und dynamischer Lasten zu verbessern. Die Entwicklung und Dimensionierung von Hochauftriebssystemen wird dabei im wesentlichen durch Fehlerfälle und den daraus resultierenden Lasten bestimmt. Dem ungeachtet können auch operationelle Lastfälle, wie der Landestoß, dimensionierend wirken, weshalb diese ebenfalls in Betracht zu ziehen sind. In diesem speziellen Fall werden die lokalen dynamischen Lasten und Beschleunigungen am Landeklappensystem wesentlich durch das strukturdynamische Verhalten der Bauteilkette Fahrwerk, Flugzeugrumpf, Flügel, Flügel-Landeklappenanschlusssystem, Landeklappenantriebssystem und den Landeklappen bestimmt. Das dynamische Antwortverhalten der Landeklappen ist dabei insbesondere durch Temperatureffekte, Verspannungen und der Reibung bzw. dem Spiel in den Lagern nichtlinear.

Mit der Zielsetzung der Untersuchung von dynamischen Effekten am Landeklappensystem in frühen Entwicklungsphasen, als auch begleitend zum Zertifizierungsprozess, wird am Institut für Flugzeug Systemtechnik in Zusammenarbeit mit der Airbus Deutschland GmbH ein Prozess entwickelt, mit dem generisch Modelle für die Mehrkörpersimulationsumgebung MSC.Adams erstellt werden können. Der Abstraktionsgrad der einzelnen Baugruppen und derer Komponenten kann entsprechend der vorhandenen Bauteildaten und Modelle bzw. der geforderten Genauigkeit schnell und beliebig angepasst werden, wodurch Parameterstudien vereinfacht werden. Ebenso ist es möglich Boden- oder Luftlasten operationeller Lastfälle einzubinden.

Auf Basis von realen Flugtestdaten wurden Simulationen für statische Flugzustände sowie einfache Bodenoperationen, wie einem Take-Off Run, durchgeführt. Sowohl die entwickelten Methoden als auch die erstellten Modelle konnten erfolgreich validiert werden. Der Fokus der weiteren Arbeiten liegt daher auf der Weiterentwicklung der generischen Modellbildung und der Vorhersage der am Klappensystem wirkenden Beschleunigungen infolge komplexerer Bodenoperationen, wie einem Landestoß.

## 1. EINLEITUNG

Die Entwicklung des Hochauftriebssystems eines modernen Verkehrsflugzeugs ist ein anspruchsvoller, iterativer und fehleranfälliger Prozess. Bereits in frühen Entwicklungsphasen müssen weitreichende Entscheidungen gefällt werden, ohne das Systemverhalten des Mechanismus exakt zu kennen und anhand von Testständen oder Flugtests genauer erforschen zu können. Zudem werden zur Steigerung der Wirtschaftlichkeit die Entwicklungs- und Auslieferungszeitpläne immer weiter gestrafft, wodurch die Anforderungen an den Entwicklungsprozess bezüglich Effizienz, Exaktheit und Kostenreduktion weiter gewachsen sind. CAE Methoden an sich und deren Vernetzung untereinander stehen deswegen im Fokus dieses Prozesses und werden zukünftig noch wichtiger werden. Sie helfen Design-Entscheidungen zu beschleunigen, Unsicherheiten zu quantifizieren und das Systemverhalten besser zu verstehen. Während CAD Methoden heutzutage Standard sind, stecken die Methoden zur Beschreibung und Vorhersage des Systemverhaltens eines komplexen Mechanismus wie dem Hochauftriebs-

system noch am Anfang. Trotz oder gerade auf Grund dieser Tatsache, ist an dieser Stelle noch viel Potenzial zur Verbesserung und Optimierung, und folglich auch des gesamten Entwicklungsprozesses.

Die Dimensionierung der Komponenten eines Hochauftriebssystems wird im Wesentlichen durch die Lasten in diesem bestimmt. Zur Berechnung der statischen Belastung werden heutzutage lineare Finite Element Modelle benutzt, für die dynamische Belastung mehrheitlich flexible Mehrkörpermodelle. Mit den in [23] vorgeschlagenen Methoden wurde eine Möglichkeit aufgezeigt, Hochauftriebssysteme in einer Prüfstandsumgebung effizient und vollständig zu beschreiben sowie zu analysieren. Besonders die Dynamik eines Fehlerfalles, der Bruch einer Antriebsstrebe (engl. Drive Strut), konnte gut nachvollzogen werden. Im Allgemeinen resultieren sie aus der Aktivierung von Sicherheitseinrichtungen, in diesem Fall einer Verbindungsstrebe zwischen den Landeklappen (engl. Interconnection Strut), und wirken infolge der hohen Spitzenlasten dimensionierend.

Ein realer Prüfstand repräsentiert immer nur eine Näherung der Realität, ob aus Kostengründen oder daher, dass einige Randbedingungen schlicht nicht realisierbar sind. Folglich ist es notwendig, die vorgestellten Simulationsmethoden dahin gehend weiter zu entwickeln, so dass neben dem Detaillierungsgrad des Mechanismus auch die Randbedingungen weiter an die Realität angepasst und verfeinert werden können. Ein erster Ansatz dazu wurde bereits in [23] untersucht. Im Fokus stand die Abbildung eines statischen Flugzustands. Entgegen dem Zertifizierungsprüfstand sollte bei der Modellierung dessen die Flügeldeformation nicht mehr vernachlässigt werden. Erreicht wurde das indem die Interfacepunkte zwischen dem Flügel und dem Klappensystem entlang von berechneten Raumkurven verschoben wurden. Anhand der Simulationsergebnisse konnten in einzelnen Systembereichen stark veränderte kinematische Effekte sowie Reib- und Spieleigenschaften festgestellt werden, welche wiederum die Komponentenlasten stark beeinflussten. Der Vorteil des genutzten Ansatzes ist klar die Einfachheit und die Schnelligkeit. Nachteilig hingegen wirkt sich die fehlende Interaktion zwischen Flügel und Klappensystem sowie die beschränkten Einsatzszenarien aus. So ist der Ansatz rein auf statische Randbedingungen beschränkt, dynamische Ereignisse sind weitestgehend ausgeschlossen. Trotz dessen, und um insbesondere die Integrität der entwickelten Methoden und Modelle sicherzustellen, sind derartige Zwischenschritte notwendig. So kann bei der weiteren Verfeinerung der Randbedingungen und der Erhöhung der Systemkomplexität auf validierte Methoden und Modelle zurückgegriffen werden, wodurch Unsicherheiten so weit wie möglich reduziert werden.

Aufbauend auf [23] wurde in [22] damit begonnen die Beschreibung der Randbedingungen in der Form zu verändern, so dass eine Interaktion zwischen Flügel und Klappensystem möglich war. Dazu wurde statt der der Raumkurven ein flexibles Modell des Flügels eingebunden. Die Vor- und Nachteile dieser Methode sind konträr zu denen der zuvor vorgeschlagenen Methode: eine lange Laufzeit bei hoher Flexibilität des Einsatzgebiets. Die Deformation des Flügels ergibt sich aus der Applikation eines passenden Lastmodells. In [22] wurden Schnittlasten einer aeroelastischen Simulation genutzt, da diese bereits früh im Entwicklungsprozess zur Verfügung stehen. Ein Vergleich der sich einstellenden Flügeldeformation, mit der in [23] berechneten, zeigte eine gute Übereinstimmung. Noch keine Beachtung fand hingegen die Interferenz der Flügellastberechnung und die der Landeklappen. So sind unter anderem die Luft- und die Trägheitslasten des Landeklappensystems bereits in der Flügellastberechnung enthalten.

Genau an diesem Punkt setzt die aktuelle Arbeit an. Zuerst müssen die Lastmodellierungen des Flügels und des Landeklappensystems in Einklang gebracht werden um dann weiterführend neben den stationären operationellen Flugoperationen auch dynamische zu simulieren. Von besonderem Interesse sind Bodenoperationen, wie einem Touch Down oder Unebenheiten der Fahrbahn, da diese einen ähnlichen Einfluss auf das Klappensystem haben können wie ein Fehlerfall. Mehrere Veröffentlichungen ([16], [17] und [18]) beschäftigten sich bereits mit dieser Thematik, konzentrierten sich aber auf die Dynamik des Bodeneinflusses und auf die Abbildung

aeroelastischer Lasten ([16] und [18]) am kompletten Flugzeug. Im Fokus steht dabei immer das Flugzeug als Gesamtsystem. Auswirkungen der äußeren Lasten auf einzelne Teilsysteme und die in ihnen entstehenden Lasten werden nicht betrachtet. Das Ziel der Arbeit ist es daher diese näher zu beleuchten, um die Vorhersagequalität weiter zu verbessern. Ein erfolgreicher Abschluss wäre ein vielversprechender Beitrag zur Verbesserung des Designprozesses. Die Ergebnisse sind in Kapitel 4 und 5 zusammengefasst.

Wie in [23] und in [22] wird für die Modellierung des Landeklappensystems und aller anderen Teilsysteme wieder das Modellierungswerkzeug PreMBS eingesetzt und entsprechend den Anforderungen weiterentwickelt. Es nutzt eine strukturierte und parametrische Beschreibung für ein Mehrkörpermodell, wodurch die Handhabung eines großen Modells, wie es in Kapitel 5 dokumentiert ist, ungemein erleichtert wird. Auch sind Änderungen einzelner Parameter leicht zu implementieren. Die Methodik und das Tool werden in Kapitel 2 vorgestellt.

## 2. PARAMETRISCHE MODELLERUNG VON MEHRKÖRPERMODELLEN

Zu Beginn jeder Modellierung stellen sich immer dieselben Fragen. Was soll modelliert werden? Welche Methoden existieren und erfüllen die geforderten Randbedingungen? Im Bereich der geometrischen Simulation dynamischer Lasten eines Landeklappensystems haben sich zwei Methoden etabliert, die einerseits elastische Deformationen und andererseits große nichtlineare Rotationen abbilden können. Eine Möglichkeit ist die geometrisch nichtlineare Finite Elemente Methode (FEM) ([1], [2]), die andere die der elastischen Mehrkörpermodelle (EMKS) ([3], [4]). In [23] fiel die Wahl auf die EMKS, was vor allem an der guten Parametrierbarkeit und den vergleichsweise kurzen Simulationszeiten lag. Als Software kam die kommerzielle MKS Software MSC.Adams zum Einsatz.

Der Weg vom ersten Modellentwurf bis zum validierten Modell ist durch viele Anpassungen geprägt. So ändern sich die meisten Eingangsparameter mehrmals während dieses Zeitraums. Gleiches gilt für die Randbedingungen eines Systems. Um Kosten zu sparen wird häufig auf Gleichbauteile oder ganze Teilsysteme gesetzt, wodurch ein Teil der Modellierungsarbeit aus sich wiederholenden Schritten besteht, sowohl auf Teilsystem- als auch auf Elementebene. Kurz gesagt, der Modellierungsprozess ist durch viel Handarbeit ein sehr zeitaufwendiger Prozess. Ebenso fordert die Modellverwaltung und -dokumentation ein besonderes Maß an Disziplin und erzeugt ein nicht zu vernachlässigenden Arbeitsaufwand. Im Allgemeinen müssen immer die neusten Parameter und Modelltopologien für jegliche Simulationskonfiguration zur Verfügung stehen, währenddessen alle Veränderungen am Modell und die durchgeführten Simulationen komplett nachverfolgbar sein sollen.

Schon seit einiger Zeit versuchen die Hersteller der Simulationswerkzeuge diese Aufgaben mit abzudecken, sei es durch Erweiterung der Werkzeuge um Managementfunktionen oder eigenständige Lösungen. Teils

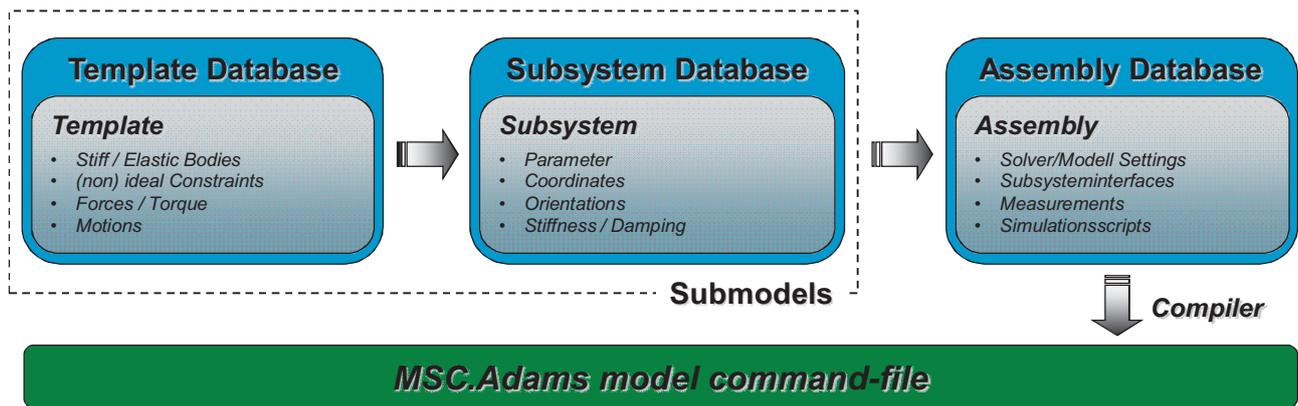


BILD 1. Struktur von PreMBS

werden auch Spezialisierungen der Softwarepakete angeboten, die speziell auf den geplanten Themenbereich zugeschnitten sind, wie zum Beispiel Vlgade VI-AirCraft [24]. Die Pakete bieten bereits vorgefertigte parametrisierte Templates von Standardkomponenten und ermöglichen meistens eine Erweiterung um eigene Komponenten, was in der Regel aber nicht ganz einfach ist. Trotz dieser Hilfe ist eine Modifikation des Gesamtmodells innerhalb der Simulationssoftware oftmals sehr aufwendig und erfordert zuweilen die Eingabe von komplexen Funktionstermen, was leicht zu Fehlern führen kann.

Aus diesem Grund wurde in [23] mit der Entwicklung des Modellierungswerkzeugs PreMBS begonnen. Es wurde als Toolbox in Mathworks Matlab© integriert und unterstützt den Anwender bei der Modellierung, besonders im Hinblick auf sich wiederholende Modellierungsaufgaben und bei der Datenverwaltung. Auch ermöglicht es einen einfachen und schnellen Blick auf die Modellstruktur, da es ein objektorientiertes textbasiertes Datenformat benutzt, wie es in [12] und [19] vorgeschlagen wird. Ein einfacher Texteditor reicht bereits um das Modell zu untersuchen. Die Visualisierung übernimmt MSC.Adams, nach der Kompilierung durch den in PreMBS eingebauten Compiler. Er wandelt das neutrale Datenformat in das spezifische Datenformat der MKS Software.

BILD 1 zeigt den groben Aufbau von PreMBS. Die Beschreibung eines Submodels gliedert sich in zwei Teile, dem Template und dem Subsystem. Im Template wird die Topologie des Submodels parametrisch beschrieben, bestehend aus den Körpern, Gelenken, Kräften und Bewegungen. Im Subsystem werden den Parametern des Templates numerische Werte zugewiesen, wie Koordinaten, Steifigkeiten oder Reibungswerte. Durch die Auftrennung der Modellierung ist es möglich dasselbe Template für Submodelle des gleichen Typs zu nutzen. Durch die Verlinkung eines alternativen Templates kann die Topologie eines Submodels grundlegend verändert werden [10]. In der Assembly werden die einzelnen Submodelle zu einem Gesamtmodell zusammengeführt und die einzelnen Interfaces dazwischen definiert. Grundlegend dafür sind die ebenfalls an dieser Stelle zu definierenden Koordinatensysteme. Ferner sind für die Kompilierung alle Einstellungen, ob vom Modell, vom Solver oder von PreMBS, zu definieren. Der Compiler

liest, nach der Wahl der entsprechenden Assembly, das Modell ein, importiert alle notwendigen Daten und kompiliert das Modell in die von Adams/View genutzte Beschreibungssprache. Die erstellte Kommando-Datei (engl. Command File) kann anschließend direkt von Adams/View importiert werden. Optional erstellt PreMBS mit Hilfe von Adams/View auch ein Adams/Solver Modell.

So sehr PreMBS die Modellierung unterstützt, nichtsdestotrotz ist es eine schwierige Aufgabe das reale System korrekt zu modellieren und erfordert fundiertes Erfahrungswissen, an welcher Stelle welcher Abstraktionsgrad ausreichend ist oder verfeinert werden muss.

### 3. DAS HOCHAUFTRIEBSSYSTEM DES REFERENZFLUGZEUGS

[23] und [22] fortführend wurde dasselbe Referenzflugzeug, ein vierstrahliges ziviles Verkehrsflugzeug, ausgewählt. Die dort validierten Teilmodelle können somit weiter genutzt werden. Den groben Aufbau des Hochauftriebssystems zeigt BILD 2.

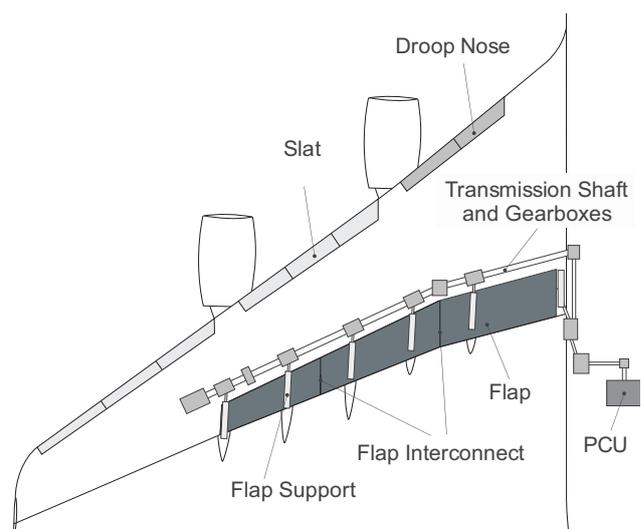


BILD 2. Schema des Hochauftriebssystems des Referenzflugzeugs

Es besteht aus mehreren Auftriebshilfen an der Vorder-

kante des Flügels, sechs Vorflügel (engl. Slats) und zwei Kippnasen (engl. Droop Nose), sowie an der Hinterkante, drei Landeklappen (engl. Flaps). Die Vorderkanten-elemente werden an dieser Stelle keine weitere Betrachtung finden und vernachlässigt. Der Fokus liegt nur auf dem einspaltigen Fowler-Landeklappensystem.

Dieses gliedert sich in drei einzelne Landeklappen an der Flügelhinterkante, welche alle unmittelbar nebeneinander angeordnet sind. Die innerste schließt bündig mit dem Rumpf ab. Ausgehend vom Rumpf in Richtung Flügel-spitze ergibt sich folgende Bezeichnung anhand der spannweiten Position: Inboardklappe, Midboardklappe und Outboardklappe. Jede Landklappe wird durch zwei Lagermechanismen (engl. Support) getragen. Die Lagermechanismen der Mid- und Outboardklappe sind mit dem Flügel verbunden. Ebenso der äußere Lagermechanismus der Inboardklappe. Der Innere ist mit dem Rumpf verbunden. Die Nummerierung erfolgt ebenfalls vom Rumpf ausgehend zur Flügelspitze: der innerste Lagermechanismus am Rumpf ist der Erste und der äußerste der Sechste. Der maximale Ausfahrwinkel der Landeklappen beträgt 33°. Angetrieben werden die einzelnen Landeklappen durch einen zentralen Hydraulikmotor, der Power Control Unit (PCU). Das erzeugte Moment wird mit Hilfe von Getrieben (engl. Gearbox) und Wellen (engl. Transmission Shaft) an die hochübersetzenden Rotationsaktuatoren (engl. Rotary Actuator) der einzelnen Lagermechanismen übertragen (BILD 2).

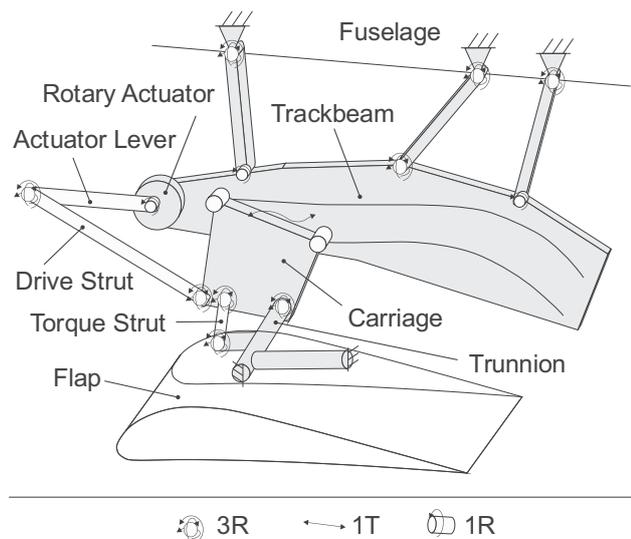


BILD 3. Schematische Darstellung von Lagermechanismus eins

Lagermechanismus eins (BILD 3) unterscheidet sich grundlegend von den anderen fünf (BILD 4). Der Klappenträger (engl. Trackbeam) ist mit drei Streben am Rumpf aufgehängt. Der Wagen (engl. Carriage) bewegt sich translatorisch entlang zweier Fahrspuren (engl. Tracks), angetrieben vom Rotationsaktuator (engl. Rotary Actuator) mit seinem Aktuatorhebel (engl. Actuator Lever) und der Antriebsstrebe. Der Wagen ist mittels eines Lagerzapfens (engl. Trunnion) mit der Landklappe verbunden. Die Rotation des Zapfens wird durch jeweils eine Strebe (engl. Torque Strut) auf Klappen- bzw. Wagen-seite verhindert.

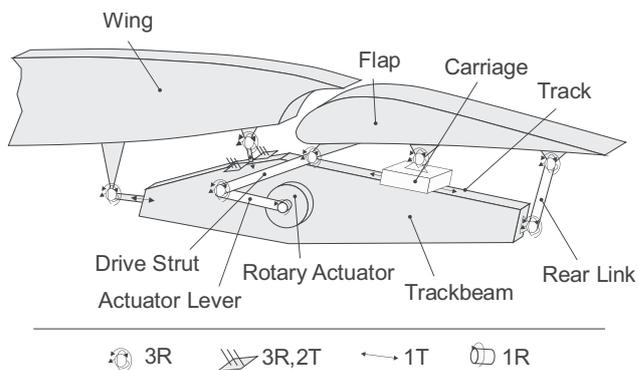


BILD 4. Schematische Darstellung von Lagermechanismus zwei bis sechs

Die Lagermechanismen zwei bis sechs sind nahezu identisch und im Wesentlichen nur skaliert. Die Anbindung über den Flügel erfolgt an vier Punkten, einer an der Stirnseite (engl. Front Attachment) und drei an der Oberseite (engl. Rear Attachment). Die Landeklappen sind über drei kinematische Punkte mit den Klappenträgern verbunden. An der Klappenvorderkante durch die kinematische Kette aus Rotationsaktuator und Aktuatorhebel sowie der Antriebsstrebe, an der Klappenhinterkante durch eine einfache Pendelstütze (engl. Rear link) und in der Klappenmitte durch den Wagen bzw. dem Wagen und einem Schwinggelenk (engl. Swing Link). Die kinematische Kette aus Wagen und Schwinggelenk trägt der Verkürzung bzw. Verlängerung des Landeklappensystems in spannweitung Richtung Rechnung, die infolge der Deformation des Flügels auftritt. Jeweils ein Schwinggelenk pro Landklappe ist notwendig, um die kinematische Freigängigkeit an den Lagermechanismen sicher zu stellen. Der Wagen ist seinerseits wieder translatorisch mit dem Lagermechanismus verbunden.

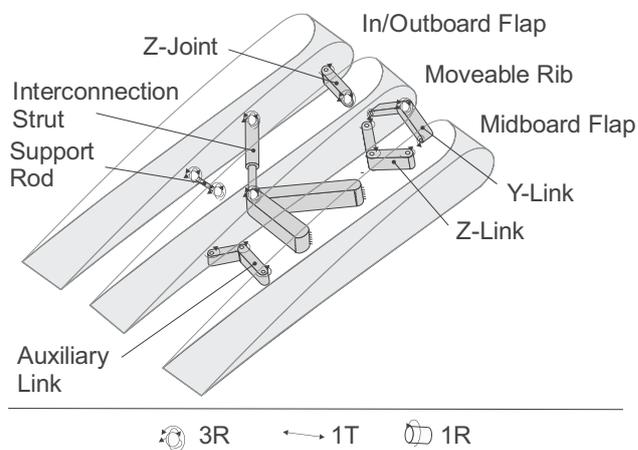


BILD 5. Schematische Darstellung der Klappenzwischenraumabdichtung

Zwischen den einzelnen Landeklappen sitzt die Klappenzwischenraumabdichtung (engl. Interflap Sealing) (BILD 5), welcher grob reduziert aus zwei Teilen besteht, einer beweglichen Rippe (engl. Moveable Rip) und einer längenveränderlichen Klappenverbindungsstrebe. Während die Rippe vordergründig für die aerodynamische Versiegelung des Raums zwischen den Landeklappen sorgt, hält die Klappenverbindungsstrebe die Landeklappen im Falle eines Fehlers, wie dem Bruch einer

Antriebsstrebe, an ihrer aktuellen Position. Der jeweilige betroffene Lagermechanismus ist in einem solchen Fall nicht mehr statisch bestimmt. Durch die Aktivierung der Klappenverbindungsstrebe wird der Freiheitsgrad wieder gebunden und die Lasten in den benachbarten Lagermechanismus geleitet. Der dabei auftretende Impuls ist so groß, dass pro Anschlag der Klappenverbindungsstrebe jeweils eine Hülse zur Dämpfung des Impulses eingebaut ist. Die auftretende kinetische Energie wird durch die Verformung der Hülsen in Deformationsenergie umgewandelt. Nach der Detektion wird das Landeklappensystem in der aktuellen Stellung festgesetzt, um eine mögliche Asymmetrie zu verhindern. Im fehlerfreien Betrieb ist die Klappenverbindungsstrebe lastfrei. Das Z-Glied (engl. Z-Link), das Z-Gelenk (engl. Z-Joint), der Unterstützungsstab (engl. Support Rod) und das Hilfs-glied (engl. Auxiliary Link) definieren die Position der beweglichen Rippe spannweitig. Das Y-Glied (engl. Y-Link) bestimmt die Position in Flugrichtung.

**4. STRUKTUR- UND LASTMODELLIERUNG**

In diesem Kapitel werden die Submodelle, welche die Basis der Validierungsmodelle in Kapitel 5 bilden, näher beleuchtet. Beginnend mit dem Landeklappensystem, wird das Rumpf- bzw. Flügelmodell und die Fahrwerks- und Bodenmodellierung vorgestellt.

**4.1. Landeklappensystem**

Nachdem Kapitel 3 die Topologie des Landeklappensystems grundlegend vorstellt, steht nun die Modellierung im Vordergrund. BILD 6 zeigt das Gesamtmodell des Landeklappensystems. Besonders hervorgehoben sind dort Lagermechanismus eins und sechs, die Klappen-zwischenraumabdichtung sowie die Modellierung der Landeklappenluftlasten (engl. Flapload).

Das Schema von Lagermechanismus eins verdeutlichte bereits BILD 3. Alle Elemente des Mehrkörpermodells, bis auf den Lagerzapfen, sind starr. Der Lagerzapfen ist aufgrund seiner Größe und starken Torsionsbelastung flexibel. Der Klappenträger ist entlang einer Achse mit drei Kugelgelenken am Flugzeugrumpf befestigt, und ermöglicht so die Rotation um diese. Die Tracks, in denen sich die Rollenpaare des Wagens bewegen, sind Punktkurven (engl. Point Curve) und fix mit dem Klappenträger verbunden. Die Rollenpaare des Wagens sind mit Kurven-gelenken (engl. Curve Joint) an die Punktkurven gebunden. Durch diese und die Einschränkung des senkrechten Freiheitsgrads zwischen den Rollen und dem Klappenträger wird garantiert, dass sich der Wagen immer translatorisch entlang der Punktkurven und in der Ebene des Klappenträgers bewegt. Somit haben Reibung und Spiel immer die korrekte Wirkrichtung [23]. Der Rotationsaktuator wird durch eine ideale Bewegung (engl. Motion) gedreht. Sowohl der Aktuatorhebel als auch die Antriebsstrebe sind über Kugelgelenke miteinander und mit dem Rotationsaktuator bzw. dem Wagen verbunden. Ebenso ist der Lagerzapfen auf Seite des Wagens an der Zapfenachse und dem Torsionshebel über Kugelgelenke gelagert. Auf Landeklappenseite erfolgt die Lagerung durch eine Fest-Loslager Kombination, um die Deformation der Inboardklappe zu ermöglichen.

Die Landeklappen sind komplett flexibel, da dort infolge der Leichtbauweise die größten Deformationen zu erwarten sind. BILD 6 zeigt die Repräsentation als Balkenmodell. Die Steifigkeitseigenschaften sind bei dieser Art der Modellierung auf eine Achse im Schubmittelpunkt der Querschnitte reduziert. Eine solche Näherung für eine dünnwandige geschlossene Struktur ist ausreichend und ermöglicht so die Abbildung der Torsionseigenschaften der Landeklappe ([23] und [25]). Die Modellierung erfolgt zunächst in Form der Finiten Elemente (FE). Durch eine modale Reduktion, wie sie in [3], [4], [8], [23] oder auch [25] beschrieben wird, können die Modelle auch in einer

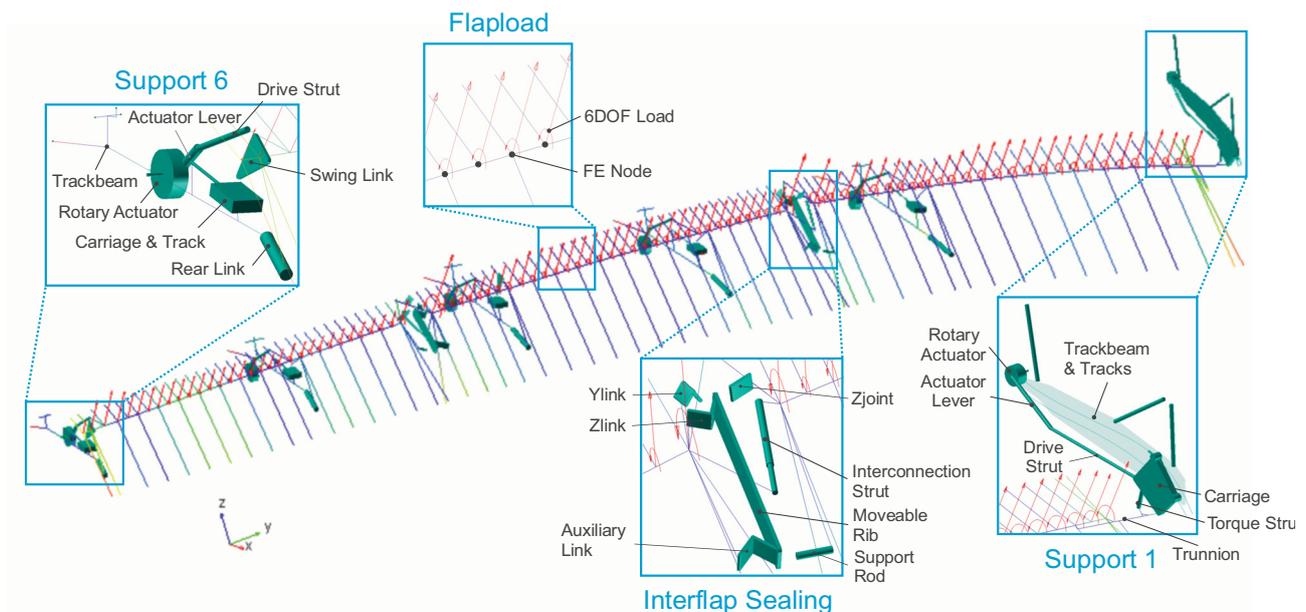


BILD 6. Modellierung des Landeklappensystems mit applizierten Lasten

Mehrkörpersimulation genutzt werden. Grundlegend dafür ist aber die Definition der äußeren Freiheitsgrade zur Anbindung anderer Elemente. Zur Visualisierung und zur besseren Rekonstruktion der Deformationen sind zusätzlich starre Balken von der Schubachse zur Vorder- bzw. Hinterkante (engl. Leading- bzw. Trailing Edge) modelliert. Gleichmaßen sind die einzelnen kinematischen Punkte angebonden. Die Luftlasten liegen für jeden Klappenwinkel als Normal- und Tangentialkomponente sowie dem Kraftangriffspunkt vor, jeweils bezogen auf die Landeklappensehne. Die beiden Kraftanteile werden direkt am Knoten der Schubachse erstellt. Da diese aber für gewöhnlich nicht mit den Kraftangriffspunkten übereinstimmen ist es notwendig im Vorfeld Ausgleichsmomente zu berechnen und dem Lastvektor hinzuzufügen ([23] und [22]).

Lagermechanismus zwei bis sechs entsprechen ebenfalls dem bereits gezeigten Schema (BILD 4). Während Lagermechanismus eins auch die Optik weitestgehend abbildet, ist diese bei den anderen nur auf den zweiten Blick ersichtlich. Der Klappenträger der Lagermechanismen zwei bis sechs wird aufgrund seiner Größe und Belastung durch ein ebenfalls modal reduziertes FE Balkenmodell repräsentiert. Dieser ist am Stirnseite sowie am an der Oberseite durch generische Gelenke (engl. General Constraints) an die Flügelstruktur gekoppelt. Sie erlauben die gezielte Definition einzelner Freiheitsgrade (engl. DOF). Der Track wird durch einen zylindrischen Starrkörper repräsentiert, welcher durch eine Fest-Loslager Kombination mit dem Klappenträger verbunden ist. Sowohl die Schnittstelle zum Flügel, als auch die Lagerung des Tracks erlauben eine Deformation des Klappenträgers. Der Wagen, welcher durch ein translatorisches Gelenk an den Track gebunden ist, ist entweder selber mit der Landeklappe durch ein Kugelgelenk oder über einen Schwinggelenk verbunden. Die beiden Kugelgelenke zwischen Schwinggelenk und Landeklappe liegen auf einer Achse und erlauben nur die Rotation um diese. Die Modellierung des Rotationsaktuators, des Aktuatorhebels und der Antriebsstrecke entspricht der von Lagermechanismus eins. Die hintere Pendelstütze ist ebenfalls steif und mit Kugelgelenken am Trackbeam sowie der Landeklappe gelagert.

Die Klappenzwischenraumabdichtungen sind rein strukturell modelliert, auf die aerodynamische Verkleidung wurde verzichtet. Die bewegliche Rippe wird durch eine starre Platte repräsentiert, ebenso die Komponenten der Positionierungskinematik. Für das Z-Glied, das Y-Glied, das Hilfsglied und das Z-Gelenk werden ausschließlich Scharniergelenke genutzt. Der Unterstützungsstab ist durch Kugelgelenke mit der beweglichen Rippe und der Landeklappe gekoppelt. Die Klappenverbindungsstrecke besteht aus zwei starren Zylindern, die translatorisch miteinander verbunden sind, und jeweils einer Deformationshülse (engl. Crash Element) pro Anschlag. Das Crash Element wird rein mathematisch beschrieben und ist als Kraft realisiert. Zu Beginn ist die Deformation elastisch, geht bei zu starker Deformation aber in den plastischen Bereich über. Ist dies der Fall behält das Crash Element seine erhöhte Steifigkeit auch weiterhin [23].

Im Rahmen der Arbeiten für [23] und [22] konnte das Modell des Landeklappensystems und die Lastmodellierung erfolgreich validiert werden.

## 4.2. Rumpf und Flügel

In [22] wurde bereits damit begonnen eine Alternative zu der in [23] vorgeschlagenen Simulationemethode von Flugzuständen zu erarbeiten. So wurde neben dem Landeklappensystem ein flexibles Modell des gesamten Airframes inklusive Luftlasten in die Simulation integriert und mit dem Landeklappensystem verbunden. Infolge der Deformation des Flügels verformt sich auch das Landeklappensystem.

Die Wahl der Flügellasten wurde im Wesentlichen durch die Verfügbarkeit bestimmt. So sollten diese möglichst früh in der Hochauftriebssystementwicklung verfügbar sein. Aus diesem Grund boten sich insbesondere Schnittlasten aus aeroelastischen Simulationen an. Sie sind an den Referenzachsen des Airframes definiert und enthalten alle auf diesen wirkenden Lasten. Die Achsen sind rein geometrisch gewählt. So verläuft die des Flügels von der Mitte des Flügelkastens in der Flügelwurzel zur der an der Flügelspitze. Der qualitative Verlauf der Referenzachsen ergibt sich aus der Darstellung der Schnittlasten in BILD 7.

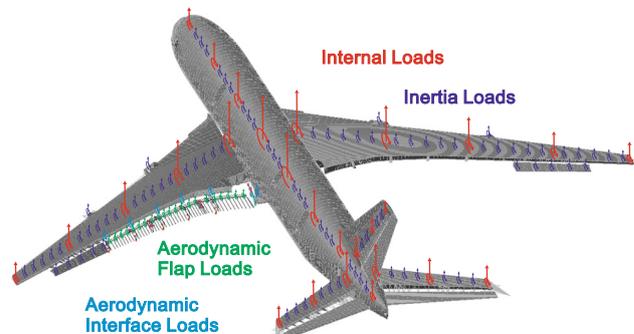


BILD 7. Modellierung des Rumpfes und schematischer Lastenverteilung

Der Vorteil dieser integrierten und vollständigen Lastbeschreibung hat für die in Kapitel 5 dokumentierten Simulationen aber auch Nachteile. So ist neben einem Aerodynamik- auch ein Trägheitsanteil in den Schnittlasten enthalten. Infolge der Kombination des Landeklappensystems und des Airframes sowie der Eigenschaften der Mehrkörpersimulationsumgebung sind einige Lasten somit doppelt modelliert. Konkret sind das die Trägheitslasten vom Airframe und vom Landeklappensystem, genauso wie die aerodynamischen Landeklappenlasten. Eine Trennung der Schnittlasten, entsprechend der einzelnen Komponenten, ist ohne Kenntnis der einzelnen Teillasten nicht ohne weiteres möglich und wird zusätzlich durch die modale Beschreibung des Airframes erschwert. Ausgehend von der Superposition der einzelnen Teillasten, können unter der Annahme, dass sowohl bei der Mehrkörper- als auch bei der aeroelastischen Simulation die gleichen Massen und aerodynamischen Lasten genutzt werden, die Schnittlasten näherungsweise wieder aufgespalten werden.

Für die Bestimmung des Anteils der aerodynamischen Klappenlasten muss zunächst eine Mehrkörpersimulation, bestehend aus dem Airframe, dem Landeklappensystem mit applizierten Landeklappenlasten und deaktivierter

Schwerkraft durchgeführt werden. Das Ziel ist die Bestimmung der Interfacelasten zwischen dem Flügel und den Lagermechanismen an den Anbindungspunkten, welche in einer späteren Gesamtsimulation zur Applikation der Interfacelasten genutzt werden. Auf diese Weise können zusätzliche externe Freiheitsgrade des Airframes vermieden und das gleiche Modell genutzt werden. Infolge der Deaktivierung der Schwerkraft enthalten die gemessenen Interfacelasten nur den am Flügel wirkenden aerodynamischen Anteil der Landeklappenlasten.

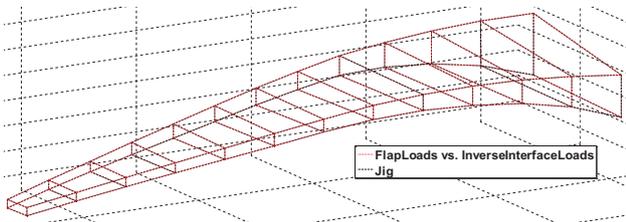


BILD 8. Deformationen der Wingbox infolge der Überlagerung der inversen Interfacelasten und der aerodynamischen Klappenlasten

BILD 8 zeigt das Ergebnis einer Testsimulation. Ohne Schwerkraft sind neben den aerodynamischen Landeklappenlasten nur die Interfacelasten invers am Airframe appliziert (vgl. BILD 7). Die Überlagerung des belasteten Flügelkastens (engl. Wingbox) zeigt eine sehr gute Übereinstimmung mit dem unbelasteten (Jig).

Der Trägheitsanteil der Schnittlasten ist aufgrund der Modellierung des Airframes ohne zusätzliche Simulation berechenbar. So wird die Masse des Airframes anhand von Punktmassen modelliert. Diese sind dimensionslos und diskret im Modell verteilt. Die Anbindung an die Struktur wird analog zu den Schnittlasten über Interpolationselemente hergestellt. Die Anbindungspunkte müssen nicht zwangsläufig mit denen der Schnittlasten übereinstimmen, wie auch im Modell des Referenzflugzeugs. Da die Schnittlasten alle Massenanteile des Flugzeugs umfassen, auch die des Landeklappensystems, muss diese, ebenfalls berücksichtigt werden und dem Airframe, falls nicht vorhanden, hinzugefügt werden. Multipliziert mit der Erdbeschleunigung ergeben die Punktmassen so den stationären Schwerkraftanteil beider Strukturen in den Schnittlasten. Für die Applikation der berechneten Kräfte gibt es zwei Möglichkeiten, entweder als Kraftvektor oder als modale Last. Die Nutzung von Kraftvektoren empfiehlt sich nur wenn die Anbindungsknoten der Punktmassen mit denen der Schnittlasten übereinstimmen, da diese ansonsten als zusätzliche externe Freiheitsgrade zu definieren sind. Infolgedessen würde die Modellkomplexität signifikant steigen. Dem vorzuziehen ist die Beschreibung als modale Last, da zum einen die Trägheitskräfte stationär sind und zum anderen die Modellkomplexität aufgrund der gleichen Anzahl an externen Freiheitsgraden gleich bleibt. In beiden Fällen muss durch eine modale Reduktion ein neues Modell des Airframe erstellt werden.

Analog zu BILD 8 zeigt BILD 9 das Ergebnis der Testsimulation der Trägheitslastabschätzung. Zur besseren Vergleichbarkeit und der quantitativ größten Relevanz ist wieder die Wingbox dargestellt. Neben der Schwerkraft wirken die inversen Trägheitslasten auf den Airframe (vgl.

BILD 7). Wie auch bei der Abschätzung der aerodynamischen Interfacelasten zeigt die Überlagerung der belasteten Wingbox eine sehr gute Übereinstimmung mit der unbelasteten. Auf die Darstellung der Überlagerung beider Effekte wird an dieser Stelle verzichtet, da diese ähnlich gute Ergebnisse liefert.

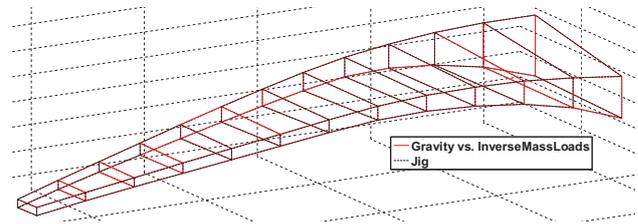


BILD 9. Deformationen der Wingbox infolge der Schwerkraft und inversen Trägheitslasten

Eine quantitative Subtraktion der superponierten Kraftkomponenten von den Schnittkräften ist bei der Verwendung eines flexiblen Airframes nicht praktikabel. Zielführender ist es daher stattdessen die Trennung im Rahmen einer Gesamtsimulation, bestehend aus Airframe und Landeklappensystem, durchzuführen. Eine qualitative Darstellung der in diesem Fall applizierten Lasten zeigt BILD 7. Die resultierenden Gesamtlasten am Airframe entsprechen näherungsweise den auf den Airframe wirkenden aerodynamischen Lasten und den Manöverlasten.

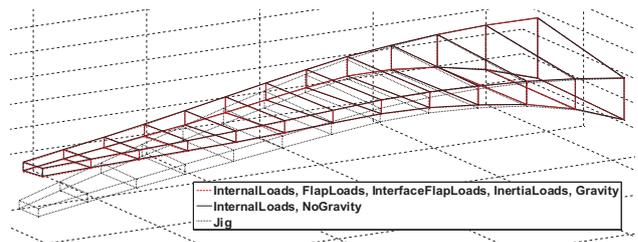


BILD 10. Vergleich der Deformationen der Wingbox mit und ohne Lastabschätzung

BILD 10 zeigt das Ergebnis zweier Gesamtsimulationen, eine mit und eine ohne Lastabschätzung, im Vergleich zum unverformten Flügel. Während im Fall ohne Lastabschätzung nur der Airframe und die Schnittlasten ohne Schwerkraft modelliert sind, sind im anderen Fall zusätzlich die beiden abgeschätzten Lastanteile, das Landeklappensystem mit aerodynamischen Klappenlasten und die Schwerkraft modelliert. Beide Simulationen weisen wieder eine gute Übereinstimmung auf und zeigen so die hinreichende Genauigkeit der Lastabschätzung. Bezogen auf die Deformation aus dem unverformten Zustand beträgt die Abweichung zwischen beiden Simulationen weniger als 2 Prozent in vertikaler Richtung.

### 4.3. Fahrwerke

Mit den vorgestellten Modellierungsansätzen und den validierten Submodellen können bisher nur Flugzustände simuliert werden. Die in diesem Kapitel dokumentierte Modellierung der Fahrwerke und des Bodens erweitert das Spektrum auch auf Bodenoperationen. Einleitend in Kapitel 1 wurde berichtet, dass in [16], [17] und [18]

ebenfalls Überlegungen zur Modellierung der Bodenlasten angestrengt wurden. In allen drei Arbeiten wurde die geometrische Form der Fahrwerke als Mehrkörpermodell nachgebildet. Alternativ kommt auch ein mathematisches Feder-Masse-Dämpfer-System in Betracht, doch würde der Modellierungsaufwand erheblich höher liegen und elastische Komponenten ausschließen. Eine Zeitersparnis bei der Simulation ist ebenfalls fraglich und müsste genauer untersucht werden. Aus den genannten Gründen werden die Fahrwerke ebenfalls als geometrisches Mehrkörpermodell erstellt. Beispielhaft wird an dieser Stelle das Hauptfahrwerk (engl. Body Landing Gear (BLG)) gezeigt (BILD 11). Neben diesem besitzt das Referenzflugzeug noch zwei weitere, das Flügelfahrwerk (engl. Wing Landing Gear (WLG)) und das Bugfahrwerk (engl. Nose Landing Gear (NLG)). Die Fahrwerkskonfiguration ist in BILD 15 ersichtlich.

Das Hauptfahrwerk besitzt sechs bremsbare Räder, von denen jeweils drei pro Seite an einem Fahrgestell (engl. Bogie) befestigt sind. Die hintere der drei Achsen ist lenkbar. Das Fahrgestell ist mit dem Hauptstoßdämpfer (engl. Main Suspension) zum einen direkt und zum anderen über eine Verdrehsicherung (engl. Torque Link) verbunden. Zur Einstellung der Neigung des Fahrgestells ist die Verdrehsicherung über einen hydraulischen Doppelzylinder, dem Fahrgestelltrimmer, (engl. Bogie Trim Actuator) mit dem oberen Teil des Hauptstoßdämpfers verbunden. Während einer der beiden Zylinder zur aktiven Verstellung der Neigung dient, fungiert der andere als Reserve, falls das Fahrgestell zu weit geneigt wird. Über das Hauptanschlussstück (engl. Main Fitting) und die Abstützung (engl. Drag Stay) ist das Fahrwerk mit dem Rumpf verbunden. Mit einem hydraulischen Zylinder (engl. Retract Actuator) kann das Fahrwerk in den Rumpf eingezogen werden.

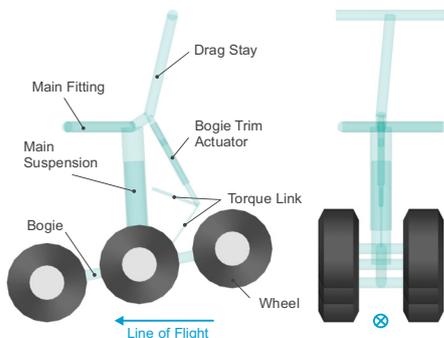


BILD 11. Modellierung des Body Landing Gears

Für die angedachten Simulationen ist die Einfahrkinematik unerheblich, weswegen auf die Modellierung verzichtet wird. Ebenso sind die Bremsen vorerst nicht von Interesse. Um die Komplexität des Fahrwerks so gering wie möglich zu halten besteht dieses im Wesentlichen nur aus starren Körpern, abgesehen von den Reifen. Die Reifen sind entweder als eindimensionale nichtlineare Kontaktkräfte (engl. Impact Force) oder mehrdimensional nach Fiala [27] oder Pacejka [28] modelliert. Entsprechend der Reifenwahl ist das Bodenprofil zu wählen. Für die eindimensionale Kontaktkraft genügt die Definition eines Splines, welcher den Höhenunterschied zu einem beliebigen Referenzpunkt definiert. Entsprechend

der Lage der einzelnen Reifen der Fahrwerke, relativ zum Spline, werden die einzelnen Räder in vertikaler Richtung unterschiedlich angeregt. Ist der Abstand von der Reifenmitte zum Boden, unter Berücksichtigung des Splines, größer als der Reifenradius, so ist die Kontaktkraft inaktiv. Kurvenfahrten sind infolge der fehlenden Seitenkräfte nicht möglich zu simulieren. Die Reifenmodelle nach Fiala oder Pacejka erfordern eine mehrdimensionale Beschreibung der Fahrbahn als sogenanntes Road Property File. Neben dem 3D-Spline sind dort unter anderem auch Reibwerte für die Fahrbahn hinterlegt. Das Fahrgestell ist rotatorisch mit einem Scharniergelenk zum Hauptstoßdämpfer verbunden. Gleichermaßen sind die Verdrehsicherung und der Fahrgestelltrimmer an ihren kinematischen Punkten gelagert. Die Bewegungen der Zylinderkomponenten vom Hauptstoßdämpfer und vom Fahrgestelltrimmer werden durch translatorische Gelenke eingeschränkt, während die Dynamik der Zylinder durch nichtlineare Kräfte abgebildet werden. Die Anschläge sind analog zu den eindimensionalen Reifen als Kontaktkräfte modelliert. Eine Anbindung an den Rumpf erfolgt durch Kugelgelenke.

Alle drei Fahrwerksmodelle wurden anhand von Fallversuchen (engl. Drop Tests) validiert. Stellvertretend werden in BILD 10 zwei Ergebnisse des Hauptfahrwerks dokumentiert, zum einen der Einfahrweg des Hauptstoßdämpfers und zum anderen der des aktiven Zylinders des Fahrgestelltrimmers. Beide Parameter zeigen eine sehr gute Übereinstimmung von Simulation und Messung.

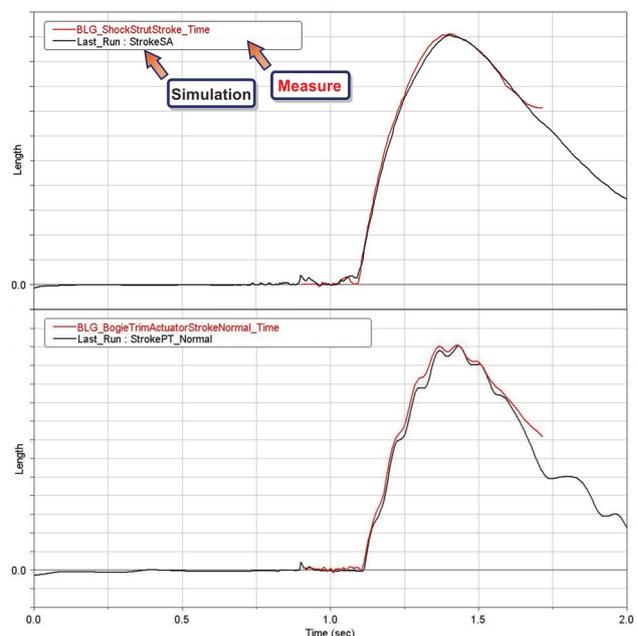


BILD 12. Einfederung des Hauptstoßdämpfers und des aktiven Zylinders des Fahrgestelltrimmers

## 5. SIMULATION UND VERIFIKATION

Aus den einzelnen vorgestellten Submodellen lassen sich nun unterschiedliche Simulationen operativer Betriebszustände zusammenstellen. Dazu wird anknüpfend an die Arbeiten in [23] und [22] mit einem statischen Flugzustand begonnen, dem Anschweben vor dem Aufsetzen (engl. Flare). Nach erfolgreicher Validierung des erstellten Modells wird dieses für die Simulation eines Bodenmanö-

vers, eines Take-Off Runs, erweitert.

### 5.1. Statischer Flugfall

Einleitend in Kapitel 1 wurde bereits die in [23] vorgeschlagene Methode zur Simulation eines statischen Flugzustands kurz erläutert. Diese Methodik wurde in [22] erweitert und an alternative Eingangsdaten angepasst. Neben Designdaten dienen auch Messdaten als Referenz. Ferner konnte die Tauglichkeit des modal reduzierten und mit Schnittlasten belasteten Airframes nachgewiesen werden. Sowohl dieser, als auch das FE Referenzmodell, mit welchem die Raumkurven berechnet wurden, wiesen eine vergleichbare Deformation auf. Zur Simulation des statischen Flugfalls werden deshalb nun die in Kapitel 4 vorgestellten Submodelle verwendet. Die Validierung erfolgt anhand der Lasten in den Elementen des Landeklappensystems. Exemplarisch werden in BILD 13 die Lasten in den Antriebsstreben dargestellt.

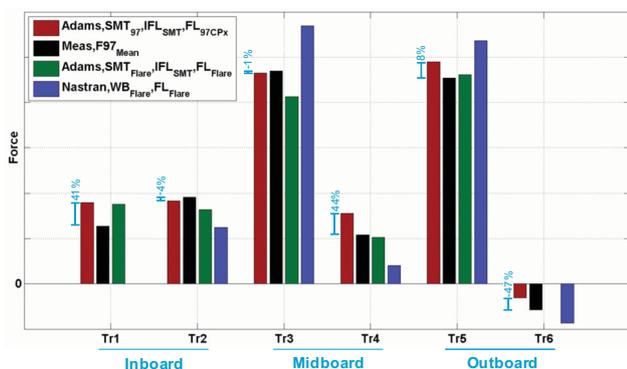


BILD 13. Lasten des Antriebsstreben während des Anschwebens (Flare)

Zur besseren Bewertbarkeit der Simulationsergebnisse und der Modellierungsmethoden werden zum einen Messdaten aus einem Flugversuch (F97) und zum anderen die Simulationsergebnisse eines mit dem bisherigen Entwurfsprozess (NASTRAN) berechneten Designlastfalls (Flare) herangezogen. Die Randbedingungen des Designlastfalls entsprechen nicht genau dem des Testfluges. So beträgt der Gewichtsunterschied der Maschine knapp zwanzig Prozent, bei gleicher Fluggeschwindigkeit. Dem folgend werden zwei Modelle entsprechend der in

BILD 7 vorgestellten Topologie (ADAMS) erstellt. Jeweils angepasst an die beiden Referenzlastfälle. Maßgeblich sind beide Fälle gleich und miteinander vergleichbar. Genau betrachtet beschreiben in BILD 13 aber nur jeweils die zwei linken (F97) und zwei rechten (Flare) Balken denselben Flugzustand. Im Allgemeinen wird deutlich, dass die beiden Adams-Modelle eine relativ gute Übereinstimmung zu den Flugmessdaten zeigen und dem aktuellen Entwurfsprozess hinsichtlich der Genauigkeit überlegen sind.

### 5.2. Dynamischer Bodenfall

Der nächste Schritt nach der erfolgreichen Validierung des statischen Flugfalls ist die Simulation einer dynamischen Bodenoperation. Zu Beginn wird dafür das bisherige Gesamtmodell (BILD 7) um die in Kapitel 4.3 vorgestellten Submodelle der Fahrwerke und des Bodens erweitert (BILD 15).

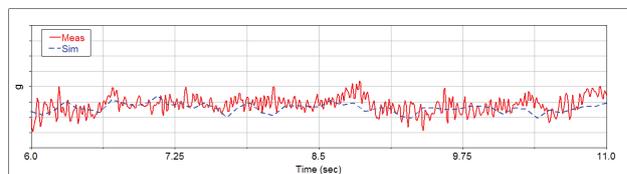


BILD 14. Beschleunigung in vertikaler Richtung an der Flügelspitze

Zur Validierung werden nur Flugmessdaten herangezogen. Während des Testflugs (F168) wurden neben den Elementlasten des Landeklappensystems auch Messdaten an den Fahrwerken (Kräfte/Momente) und am Flügel (Beschleunigungen) aufgenommen. Infolge von Fehlern sind mehrere Kraftsensoren am Landeklappensystem ausgefallen, weswegen im Gegensatz zu Kapitel 5.1 nun Beschleunigungen am Flügel zur Validierung genutzt werden. Die Anregung des Airframes erfolgt über das an den Fahrwerken gemessene Kraft- und Momentenprofil. Die Luftlasten werden anhand der Schnittlasten, analog zu Kapitel 5.1, rekonstruiert und aufgrund der konstanten Geschwindigkeit im ausgewählten Zeitsegment als konstant angenommen. Das fünf Sekunden lange Zeitsegment ist Teil des Startvorgangs (engl. Take-Off Run).

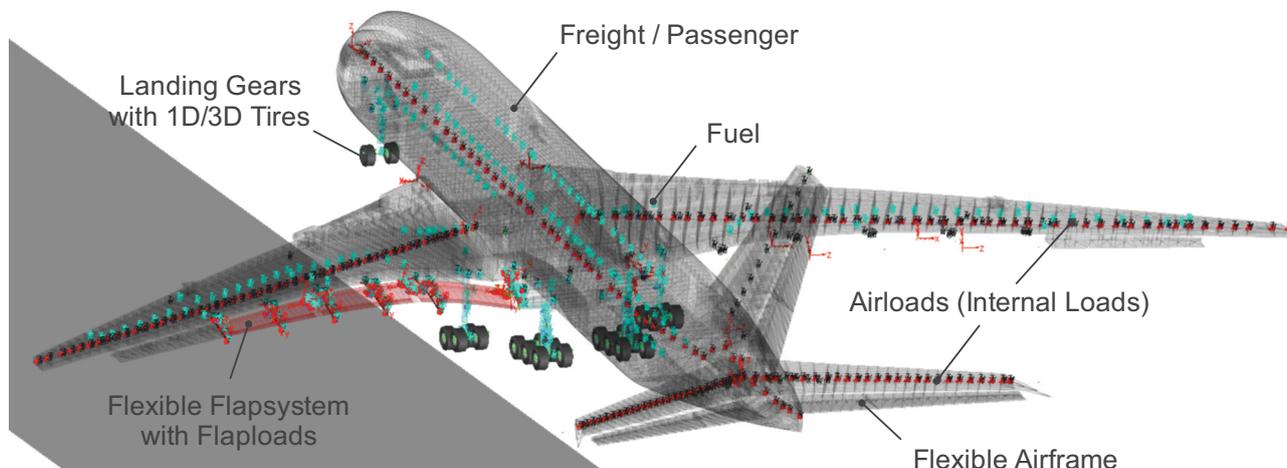


BILD 15. Gesamtmodell bestehend aus Landeklappensystem, Rumpf, Fahrwerk und Lastmodellierung

BILD 14 zeigt im Vergleich die simulierte und gemessene Beschleunigung an der Flügelspitze. Auffallend ist die hochfrequente Schwingung des gemessenen Signals, während die Simulation diese nicht aufweist. Anhand einer Frequenzanalyse kann die der Grundschwingung überlagerte Oberschwingung auf die Rotation der Reifen des Nose Landing Gears zurückgeführt werden. Aufgrund der geringen Abtastrate der Kraftmessungen an den Fahrwerken, wurde die Oberschwingung nicht mit aufgezeichnet und fehlt im Anregungsprofil. Eine Anregung der entsprechenden Frequenzen in der Simulation fehlt daher. Die grundlegende Dynamik der Flügelspitze, und somit des Flügels, kann mit der vorgestellten Modellierung aber gut abgebildet werden.

## 6. AUSBLICK

Die Simulation von operationellen Betriebsfällen bietet trotz der erfolgreichen Validierung der Methoden und Ergebnisse noch Raum für Verbesserungen. So hat sich als besonders nachteilig die teils sehr lange Simulationszeit von mehreren Stunden erwiesen. Eine Reduktion ist somit wünschenswert. Weiterführend steht die Simulation eines Touch Downs an, was eine Erweiterung der Modellierungsmethoden um einfache flugmechanische Funktionen notwendig macht.

## 7. REFERENZEN

- [1] Bathe, K.J.: Finite-Elemente Methoden, Springer, Berlin, Heidelberg, 2002
- [2] Klein, B.: FEM - Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode, Vieweg Studium Technik, Braunschweig, 2003
- [3] Schwertassek, R.; Wallrapp, O.: Dynamik flexibler Mehrkörpersysteme: Methoden der Mechanik zum rechnergestützten Entwurf und zur Analyse mechatronischer Systeme, Vieweg, Braunschweig, 1999
- [4] Shabana, A.A.: Flexible Multibody Dynamics: Review of Past and Recent Developments, Multibody System Dynamics 1(2): 189-220, 1997
- [5] Shabana A.A.; Schwertassek R: Equivalence of the floating frame of reference approach and finite element formulations, International Journal of Non-Linear Mechanics 33(3): 417-432, 1998
- [6] Sargent, R.G.: Verification and Validation of Simulation Models, Proceedings of the 1998 Winter Simulation Conference, 1998
- [7] Brooks, R.: Some Thoughts on Conceptual Modelling: Performance, Complexity and Simplification, Proceedings of the 2006 OR Society Simulation Workshop, 2006
- [8] MSC.Software (Hrsg. ): MSC.Adams/Flex - Theoretical Background, MSC.Software Corp., 2007
- [9] MSC.Software (Hrsg. ): MSC.Adams/View, MSC.Software Corp., 2007
- [10] Gülzau, H.; Carl, U.B.: Parametric Modelling and Experimental Validation of Multibody Simulations of Elastic Flap Systems in Transport Aircraft, Proceedings of the 1st International Workshop on Aircraft System Technologies, Hamburg, 2007
- [11] Schroeder, H.K.: Beiträge zur Parameteridentifikation zur Fahrdynamikanalyse, Dissertation, Lehrstuhl für Angewandte Mechanik, Technische Universität München, 2003
- [12] Gonzales, M. et al: Interoperability and neutral Data Formats in Multibody System Simulation, Multibody System Dynamics 18: 59-72, 2007
- [13] Gülzau, H.; Carl, U.: VIVACE Deliverable 1.1.5.3.2b: Validation Report on A380 Simulation Model, Issue 4, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, 2006
- [14] Gülzau, H.; Carl, U.: Determination of Dynamics and Failure Loads in Flap Systems by Parametric Modelling and Simulation of Elastic Multi Body Models, MSC.Software Virtual Product Development Conference, Huntington Beach, CA, 2006.
- [15] Gülzau, H., Carl, U.: Determination of Dynamics and Failure Loads in Flap Systems by Parametric Modelling and Simulation of Elastic Multi Body Models, NAFEMS Benchmark magazine, 01/2007: 7-13, 2007.
- [16] Spieck, M.: Ground Dynamics of Flexible Aircraft in Consideration of Aerodynamic Effects. Dissertation, Technische Universität München, 2004.
- [17] Kirchhoff, B.: A study of the effects of aircraft flexibility and shock absorber characteristics during ground manoeuvres by simulation. Studien/Diplomarbeit, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, 2006.
- [18] Krüger, W. und M. Spieck: A Multibody Approach for Modelling of the Maneuvring Aeroelastic Aircraft during Pre-Design. In: 25th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Hamburg, 2006.
- [19] Otter, M., M. Hocke, A. Daberkow und G. Leister: An Object-Oriented Data Model for Multibody Systems. In: Schiehlen, W. (Hrsg.): Advanced Multibody System Dynamics: Simulation and Software Tools, Seiten 19-49. Dordrecht; Boston: Kluwer Academic, 1993.
- [20] Poppe, B.; Auhagen, K.: Airbus Deutschland GmbH, Klappen-Kopplungssystem für Luftfahrzeuge, EP 1619117A1, 25.01.2006
- [21] Gülzau, H.; Sonder, R.; Krueger, T.: Aircraft High Lift Test Simulation for Virtual Certification, VIVACE Forum 3, Toulouse, 2007
- [22] Gülzau, H.; Neumann, M.; Thielecke, F.: Use of multi-body simulation for the calculation of dynamic loads and accelerations on A380 flap mechanisms due to operational load cases, DLRK 2008, Darmstadt, 25.09.2008
- [23] Gülzau, H.: Eine Methode zur Analyse der Dynamik von räumlichen Landeklappenmechanismen in Fehlerfällen, Shaker, Aachen, 2008
- [24] VIgrade: VI-AirCRAFT, URL: <http://www.vi-grade.com/index.php?pagid=aircraft> (Stand: 02.08.2011)
- [25] Zierath, J.; Woernle, C.; Heyden, T.: Elastic Multibody Models of Transport Aircraft High-Lift Mechanisms, Journal of Aircraft Vol. 46 No. 5, 1513-1524, September-October 2009
- [26] Airbus Deutschland GmbH (Hrsg.): Specification for loads supply, Technischer Bericht, Hamburg, 2003
- [27] Fiala, E.: Seitenkräfte am rollenden Luftreifen, VDI Zeitschrift (1954) H. 96, S. 973-979.
- [28] Pacejka, H. B.: Tyre and Vehicle Dynamics. Delft University of Technology, The Netherlands, 2002.